

Научная статья
УДК 629.735.015
DOI: 10.34759/vst-2021-4-219-231

АНАЛИЗ ТОЧНОСТНЫХ, ВЕРОЯТНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ЭКСПЕРТНЫХ ОЦЕНОК ЛЕТЧИКАМИ УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА ПРИ ДОЗАПРАВКЕ В ПОЛЕТЕ

Владимир Николаевич Тихонов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Москва, Россия
v.tix@yandex.ru

Аннотация. Выполнены анализ и определение характерных черт дозаправки в полете как задачи высокоточного пилотирования. Оценка статистических характеристик процесса пилотирования базируется на экспериментальных данных, полученных в реальных и полунатурных экспериментах на пилотажном стенде (ПС) с использованием различных динамических конфигураций. В основе состава динамических конфигураций лежат широко известная база данных Нила—Смита, а также некоторые конфигурации, полученные по результатам идентификации при выполнении лётных экспериментов на самолетах РФ. В качестве летчиков-экспертов привлекались профессиональные летчики-испытатели. Получены статистические связи между пилотажными оценками летчиков-экспертов, точностными и вероятностными характеристиками этапа контактирования при дозаправке топливом в полете.

Ключевые слова: дозаправка в полете, высокоточное пилотирование, полунатурное моделирование, оценки летчиками процесса пилотирования, оценка вероятности и точности контактирования

Для цитирования: Тихонов В.Н. Анализ точностных, вероятностных характеристик и экспертных оценок летчиками управляемости самолета при дозаправке в полете // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 219-231. DOI: 10.34759/vst-2021-4-219-231

Original article

ANALYSIS OF ACCURACY CHARACTERISTICS, PROBABILISTIC CHARACTERISTICS AND EXPERT EVALUATIONS OF AIRCRAFT BY THE PILOTS WHILE IN-FLIGHT REFUELING

Vladimir N. Tikhonov

Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI, Moscow, Russia
v.tix@yandex.ru

Abstract

The article performs the analysis and definition of the in-flight refueling as a problem of the high-precision piloting, and considers refueling system of a “hose—cone—link rod”. Statistical characteristics evaluation of the piloting process was performed based on experimental data obtained while full-scale and semi-natural experiments on the flight simulator employing various dynamic configurations. A widely known Neil-Smith database as well as the data obtained by the identification results in flight experiments with the Russian planes underlie the basis of the dynamic configurations structure.

The experiments were being performed with the TM-21 flight simulator at the Moscow Aviation Institute. The semi-natural model for the refueling imitation was structured so that the electro-hydraulic loading of the central control stick corresponds to the range of the steering levers loading of modern maneuverable aircraft as well as speed control characteristics. A totality of 263 experiments was performed with participation of six professional test pilots. The gross amount of runs was 897. Conditions of the experiments corresponded to the average values of flight speeds and altitudes.

The simulation system verification revealed rather high correlation coefficient value ($k = 0.834$) between the “simulation” and “real” ratings, which confirms the obtained results authenticity. Besides the pilots participating in the experiment, three more test pilots, highly experienced in the refueling flights, were being engaged additionally as experts to estimate the flight simulation adequacy. The pilots-experts stated the high level of the simulation congruency.

The following indicators were adopted as the basic quality indicators of the refueling performing and aircraft controllability characteristics:

- by a particular experiment — the target accuracy characterized by the radius of deviation from the cone center at the instant its shear plane crossing, and subjective pilot estimation;
- by a number of experiments — the relative frequency of hitting as the hitting probability estimation.

The results of the experiments revealed that according to the expert-pilots esteems the piloting characteristics qualities are being correlated rather closely with the relative number of hits. The boundary of the first level of flying qualities (PR = 3.5) corresponds to the relative number of hits of about 60%, and the lower limit of the second level of flying qualities (PR = 6.5) corresponds to the relative number of hitting of about 30%.

The obtained results are recommended to be employed for the requirements forming to the aircraft piloting characteristics at the in-flight refueling modes.

Keywords: in-flight refueling, high-precision piloting, ground-based simulation, pilots' ratings of the piloting process, contacting probability and accuracy assessment

For citation: Tikhonov V.N. Analysis of accuracy characteristics, probabilistic characteristics and expert evaluations of aircraft by the pilots while in-flight refueling. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 219-231. DOI: 10.34759/vst-2021-4-219-231

Введение

Дозаправка топливом в полёте (ДЗТП) — одна из наиболее специфичных задач высокоточного пилотирования. При реализации системы дозаправки по типу «шланг—конус—штанга» наиболее важны характеристики управляемости заправляемого самолета (ЗС), которые должны обеспечить контактирование и полет в строю заправки с самолетом-заправщиком в процессе перелива топлива. Далее рассматривается именно такая система дозаправки, как наиболее распространенная и принятая в качестве базовой и в РФ, и во многих странах за рубежом [1].

Научно обоснованных, достаточно полных специфических количественных требований к характеристикам заправляемого самолета и процессу пилотирования в действующих нормативных документах, используемых за рубежом, в открытом доступе не имеется, а в нормативных требованиях РФ не содержится. Выдвигаются только требования общего характера: дозаправка должна быть выполнима за определенное время [2—5]. Дополнительным интегральным критерием качества является относительная частота удачных контактирований при выполнении последова-

тельно 10...12 попыток. Этот критерий может интерпретироваться как оценка вероятности удачного контактирования в одной попытке.

В последние двадцать лет значительно увеличилось количество исследований, посвященных автоматизации процесса дозаправки в полете, особенно беспилотных ЛА [1, 5—8]. Тем не менее не перестают быть актуальными вопросы дозаправки в полете пилотируемых самолетов, в частности вопросы повышения качества и достоверности имитации процесса пилотирования при решении этой целевой задачи [8—13].

По-прежнему представляется актуальным вопрос об установлении связи между точностными, вероятностными характеристиками контактирования и экспертной оценкой летчика пилотажных характеристик самолета при решении этой целевой задачи пилотирования.

Весьма важным является вопрос о формировании методики контактирования с учетом индивидуальных особенностей заправляемого самолета из условий обеспечения необходимых вероятности контакта и точности пилотирования. В качестве безоговорочно накладываемых условий при этом являются также характеристики самолета-заправщика (диапазон высот и скоростей полета), агрегата заправки (геометрические характеристики системы «шланг—конус», динамические характеристики движения системы «шланг—конус»), условий надежной стыковки приемо-передающих устройств (допустимый диапазон кинематических параметров относительного движения конуса и штанги дозаправки с головкой приема топлива при контакте), требования обеспечения безопасности полета. Нельзя оставить без внимания и характеристики действий летчика, выполняющего пилотирование. Таким образом, комплексный подход при анализе процесса дозаправки требует рассмотрения функционирования системы «летчик—самолет» при решении задачи высокоточного пилотирования [14—17].

Методологические основы исследований

Как показывает опыт [1—6, 11—14], наиболее значимыми и определяющими успешность при выполнении дозаправки являются этапы занятия заправляемым самолетом исходного положения, сближения и непосредственно контакта головки приема топлива (далее по тексту — «штанги») и конуса-датчика системы подвесного агрегата заправки, что, собственно, и является содержанием задачи контактирования при дозаправке.

Поэтому далее рассматриваются именно эти этапы дозаправки. Предполагается, что при выполнении условий контактирования работа топливной автоматики и надежный перелив топлива обеспечиваются.

На практике для большинства режимов высокоточного пилотирования задача оценки системы «летчик—самолет» может быть представлена следующим образом:

во-первых, оценка вероятности достижения заданной точности либо оценка достижимой точности при заданном уровне вероятности — и все это при обусловленных временных ограничениях;

во-вторых, получение объективных и достоверных экспертных оценок летчиков-испытателей, причем оценки летчиков должны быть унифицированы.

Такой подход к оценке качества пилотажных характеристик естественным образом сочетается с существующей системой летных испытаний [18] и предполагает установление статистических связей между экспертными оценками пилотажных характеристик, точностными и вероятностными характеристиками на этапе контактирования.

Таким образом, актуальными являются, во-первых, формирование количественных требований к характеристикам управляемости самолётов на режимах дозаправки топливом в полёте в части обеспечения точности пилотирования и вероятностных характеристик процесса контактирования, во-вторых, отработка методики летных и имитационных экспериментов, обеспечивающей возможность получения статистически корректных экспертных оценок характеристик самолета при выполнении заправки топливом в полете.

Определение основных показателей и критериев приемлемости характеристик заправляемого самолёта для ДЗТП, формирование требований к достижимому качеству пилотирования при ДЗТП возможны только на основе статистических данных для различных характеристик управляемости ЗС, изменяющихся в широких пределах. При этом, с учетом статистических свойств пилотажных оценок [16], они должны быть получены с участием нескольких квалифицированных лётчиков-экспертов.

Для получения корректных статистических данных желательно соблюдение идентичности условий эксперимента при многократном его повторении разными экспертами. При этом под-

разумеваются достаточная обученность и адаптация лётчиков к характеристикам заправляемого самолета и неизменные характеристики системы заправки, что не всегда может быть обеспечено практически в летном эксперименте.

Кроме того, проведение необходимого количества натуральных экспериментов для статистически корректной экспертной оценки ограничивается значительными затратами на проведение летных экспериментов с самолетом-заправщиком и самолетом фото- и/или видеосъемки. Натурно-модельный подход наиболее целесообразен при решении таких задач [18, 19]. Именно такой подход принят как методологическая основа для выполняемых исследований и методики летных и наземных имитационных экспериментов по дозаправке в полете.

Экспериментальные средства и база данных пилотажных характеристик заправляемого самолета

Эксперименты по исследованию процесса пилотирования на режимах ДЗТП и влияния характеристик управляемости самолёта на успешность выполнения дозаправки выполнялись на пилотажном стенде МАИ (ГТУ) ТМ-21 [19].

Выполнено 263 эксперимента, каждый из которых включал не менее трёх реализаций, с участием 6 профессиональных лётчиков-испытателей (табл. 1). Всего получено 897 реализаций.

Пилотажный стенд ТМ-21 построен на основе серийного авиационного тренажера ТКС-21 с глубокой модернизацией системы визуализации и программно-аппаратных средств на базе многопроцессорного вычислительного комплекса, объединенного в единую локальную сеть Ethernet. Кабина тренажера реализована в виде кабины самолета МиГ-21 и полностью соответствует ей по размещению приборного оборудования, органов управления и арматуры.

Загрузка центральной ручки управления самолётом (РУС) электрогидравлическая и находится в диапазоне загрузки РУС современных маневренных самолётов: $P_B^{XB} \approx 9,22$ Н/см; $P_3^{X3} \approx 4,0$ Н/см (обозначения соответствуют ГОСТ 200058-80). Связь усилий и перемещений

рычага управления представляется описывающей функцией вида

$$W(p) = \frac{\omega^2}{p^2 + 2\xi\omega p + \omega^2},$$

где $\omega \approx 15$ 1/с; $\xi \approx 0,7$.

При выполнении экспериментов система подвижности не задействовалась, педали не использовались. Методически это оправдано тем, что недостаточно высокое качество системы подвижности может снижать достоверность экспериментов [9], а имеющиеся экспериментальные средства не гарантировали потребного качества реализации эффекта подвижности. Характеристики управления скоростью полёта ЗС по динамике и чувствительности соответствовали аналогичным характеристикам современных истребителей.

Система имитации визуальной обстановки (СИВО) построена на основе проектора Toshiba TLP560 с разрешением изображения 1024×768 пикселей. Реализовывался диорамный принцип имитации внешней обстановки: штанга представляет элемент конструкции пилотажного стенда, а изображение самолёта-заправщика, шланга, конуса и т.д. синтезируется на экране. Размеры видимой лётчиком части экрана обеспечивают угловые размеры изображения по азимуту и углу места соответственно 52° и 26°. Частота смены изображения составляет 50 Гц.

Самолёт-заправщик с подвесным агрегатом заправки изображается в виде самолёта, размеры и форма которого соответствуют размерам современного тяжёлого истребителя или фронтального бомбардировщика, оборудованного как танкер.

В связи с отсутствием систематизированной отечественной базы данных характеристик устойчивости и управляемости по исследованию режимов ДЗТП в настоящей работе использовались данные [3, 20, 21], в основе которых лежат широко известная база данных Нила—Смита, а также некоторые результаты летных экспериментов на отечественных самолётах фронтальной авиации, — всего 28 динамических конфигураций. Динамические характеристики отечественных самолё-

Таблица 1

Данные по лётчикам-экспертам

Лётчики (псевдонимы)	S	Si	MUK	C	Ф	Э
Суммарный налет, ч	2694	2660	1202	1086	1230	1490
Количество освоенных типов ЛА	20	24	12	11	11	9

тов определены на основе методологии идентификации характеристик летательных аппаратов [18].

Имитационная модель ДЗТП построена следующим образом. Уравнения пространственного движения в форме Эйлера для танкера и заправляемого самолета интегрируются как для двух независимых объектов в одной общей земной системе координат. Интегрирование дифференциальных уравнений математических моделей заправляемого самолета, самолета-заправщика, системы «шланг—конус» выполнялось с шагом 0,01 с. Параметры движения регистрировались по времени с шагом 0,02 с. Чистое запаздывание в тракте системы имитации визуальной обстановки не превышало 50 мс.

Изображение синтезируется так, что танкер виден как любой другой объект, находящийся в поле зрения лётчика заправляемого самолета, то есть если он находится впереди и внутри телесного угла 26° по углу места и 52° по азимуту. Танкер движется со скоростью 520 ± 2 км/ч (145 м/с) в прямолинейном горизонтальном полёте. Имитировался полет на средних высотах (4...5 км). Подвесной агрегат заправки, шланг и конус движутся вместе с танкером. Шланг и конус совершают квазислучайные полигармонические колебания в вертикальном и боковом направлениях, взвешенные формирующим фильтром. Параметры формирующего фильтра определены по результатам лётных экспериментов.

В табл. 2 представлены соответствующие амплитуды (A_y, A_z) и круговые частоты (ω_y, ω_z) колебаний конуса в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Максимальные амплитуды колебаний конуса, имитируемых при моделировании, соответствуют размахам колебаний реального конуса при среднем уровне атмосферной турбулентности (не более одного диаметра конуса).

Адекватность имитации процесса пилотирования оценивалась экспертно, как уровень совершенства «по восприятию». В качестве экспертов для оценки адекватности имитации полета, кроме

лётчиков, участвовавших в экспериментах (см. табл. 1), привлекались ещё три лётчика-испытателя, имевшие большой опыт полётов на дозаправку. Лётчики-эксперты констатировали высокий уровень подобия интерфейса кабины и рычагов управления. Несмотря на отсутствие стереоскопичности (на плоском экране затруднено точное определение дальности до конуса) и ограниченные углы поля зрения, изображение самолета-заправщика, шланга, конуса, характер колебаний конуса, по оценкам экспертов, позволяют близко к реальности воспринимать имитацию процесса пилотирования при дозаправке и получать адекватные пилотажные оценки для различных динамических конфигураций. На рис. 1 представлены результаты по соответствию лётных оценок, полученных в реальных экспериментах (PR_{Π}) и на пилотажном стенде ТМ-21 ($PR_{\Pi C}$). На рис. 2 приведены оценки при имитации, полученные лётчиком МУК, а оценки в реальных лётных экспериментах — полученные шестью другими лётчиками в условиях, аналогичных имитируемым по динамическим характеристикам самолета и системы «шланг—конус». Достаточно высокое значение коэффициента корреляции $k = 0,834$ между «имитационными» и «реальными» оценками подтверждает достоверность полученных при натурно-модельных экспериментах результатов.

Методика и результаты экспериментальных исследований

Эксперименты были организованы следующим образом. Лётчик из начального положения с удалением 100 м до танкера и боковым отклонением ± 20 м от плоскости подвесного агрегата заправки, расположенного под фюзеляжем самолета-заправщика, или без отклонения — должен занять исходное положение для контактирования. Параметры исходного положения: удаление 10...12 м от конца штанги до конуса, без бокового отклонения, без превышения и принижения. Занятое исходное положение должно выдерживаться не менее 12 с, затем лётчик должен был вы-

Таблица 2

Параметры движения конуса

$\omega_y, 1/c$	0.2618	0.7854	1.3090	2.0944	3.1416	5.2360	7.8540	15.708
$A_y, м$	0.7708	1.0783	1.5301	1.9196	0.8553	0.1955	0.0597	0.0077
$\omega_z, 1/c$	0.5236	1.0472	1.5708	2.6180	3.9270	6.2832	10.472	0.0
$A_z, м$	0.8984	1.2924	1.7680	1.3752	0.4508	0.1149	0.0256	0.0

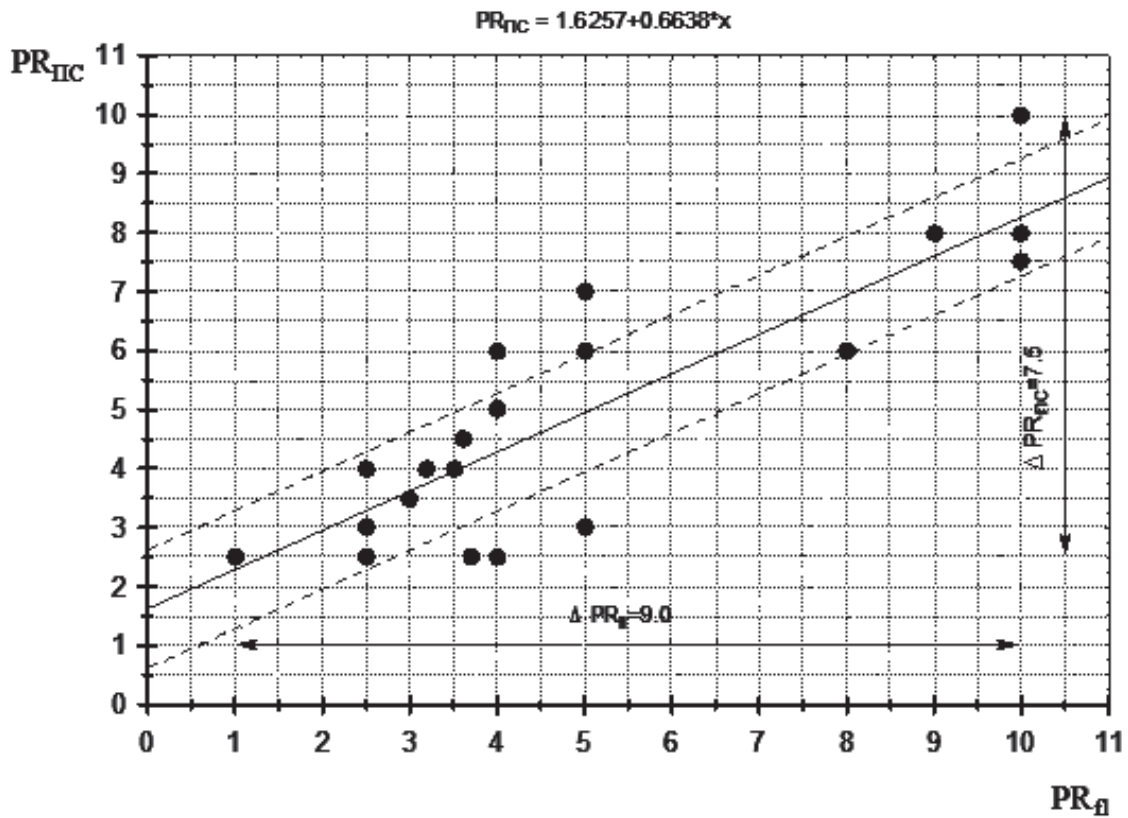


Рис. 1. Соответствие экспертных оценок пилотажных характеристик при дозаправке в полете, полученных в реальных и стендовых экспериментах (21 конфигурация; 7 летчиков; 627 реализаций на ПС, 69 — в полете)

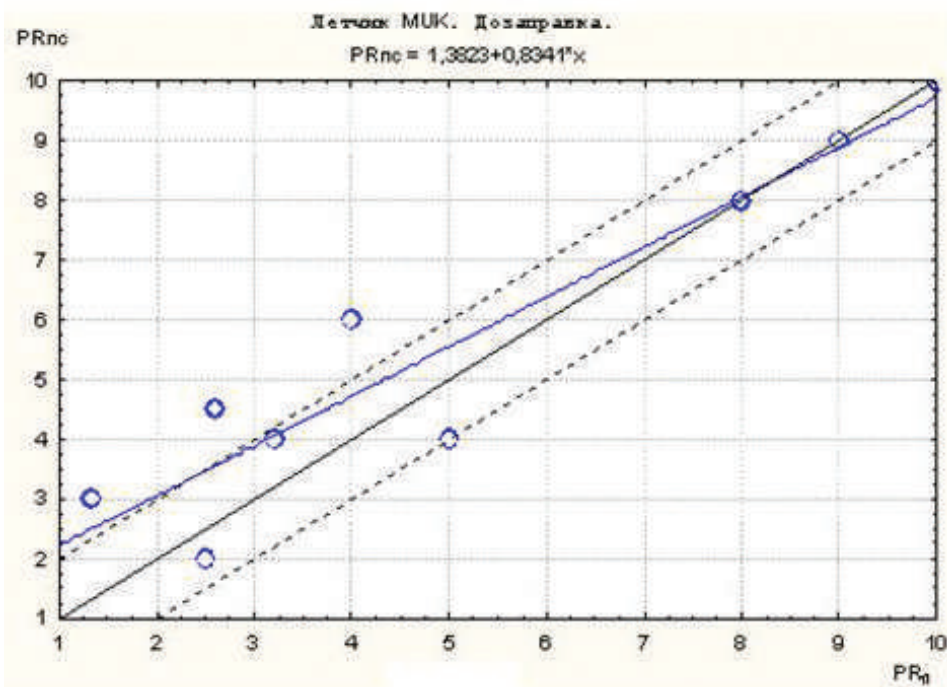


Рис. 2 Соответствие пилотажных оценок, полученных на пилотажном стенде ($PR_{ПС}$) и в полете ($PR_{П}$)

полнить контактирование со скоростью сближения 0,4—1,8 м/с. Момент контактирования фиксировался по событию пересечения концом штанги плоскости среза конуса-датчика: модели-

рование останавливалось. При сближении с большей или меньшей скоростью попытка считалась незачетной. В эксперименте выполняется три контактирования (реализации). На каждое кон-

тактирование предоставляется три попытки. В случае трёх неудачных попыток имитация прекращается, выполняется очередное контактирование с новыми параметрами начального положения. Таким образом, максимальное количество попыток в эксперименте – девять, минимальное – три. По желанию летчика-эксперта для уточ-

нения его восприятия и оценки выполнялось до трёх дополнительных попыток.

Сразу после выполнения эксперимента лётчик-эксперт заполнял опросный лист (рис. 3) с выставлением оценок PR по десятибалльной модифицированной шкале пилотажных оценок Купера—Харпера [3, 16, 18], оценки сопровождались комментариями относительно качества

Эксперимент № _____ $\omega_o =$ _____ Дата: _____

конфигурация № _____ $\xi_o =$ _____ летчик: _____

Коэффициент передачи _____ $K_g =$ _____ $K_\gamma =$ _____

ДЗТП **PR =**

Характеристики рычага управления по тангажу:

- усилия: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
- расходы РУС : **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**

Характеристики рычага управления по крену:

- усилия: **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**
- расходы РУС : **чрезмерные, большие, приемлемые, малые, недопустимо малые**

Характеристики управляемости

- запаздывание на отклонение РУС по тангажу: **нет; заметное, но незначительное; умеренное; большое;**
- запаздывание на отклонение РУС по крену: **нет; заметное, но незначительное; умеренное; большое.**
- чувствительность по ω_z : **оптимальная, приемлемая, очень большая, очень малая**
- предсказуемость движения: **предсказуемо, не предсказуемо**
- управление положением относительно танкера
 - в продольном канале(по высоте): **оптимальное, приемлемое, затруднено, неприемлемое**
 - в боковом канале: **оптимальное, приемлемое, затруднено, неприемлемое**

Склонность к раскачке:
 Компенсация недостатков самолета: **без компенсации, минимальная, умеренная, значительная, максимальная**

Характеристики задачи: количество попыток							
• точность попадания: <i>желаемая</i> (хорошая)- $\varnothing 40\text{см}$ <i>приемлемая</i> (удовлетворительная) ($\varnothing 60\text{см}$)							
скорость сближения: <i>желаемая</i> (хорошая) 0.9...1.4м/с <i>приемлемая</i> (удовлетворительная) 0.5...1.8м/с							
условия контакта:							
File							

• требуемая манера пилотирования: **плавная, энергичная, резкая...**

• причина отказа от контактирования:

Дополнительные факторы, влияющие на оценку:

- боковая управляемость самолета: **повлияла, не повлияла...**
- управление скоростью: **повлияло, не повлияло....**
- уровень возмущений конуса: **повлиял, не повлиял ...**

Обобщенный комментарий:

Этапы	PR _g	PR _γ	Итоговые оценки	
Занятие ИП, выдерживание			PR_g =	PR _γ =
Сближение				
Контакт				

Положительные качества (что нравится):

Основные недостатки:

Рис. 3. Опросный лист для оценки дозаправки топливом в полете

процесса пилотирования. Оценки выставлялись для этапов: занятие исходного положения; выдерживание исходного положения; контактирование. Оценивались как характеристики управляемости в продольном и боковом каналах (раздельно), так общее восприятие: выставлялась обобщённая оценка характеристик для задачи в целом. Как показатели качества выполнения дозаправки и характеристик управляемости самолёта на режиме ДЗТП приняты:

в конкретном эксперименте — точность попадания, характеризуемая радиусом отклонения от центра конуса в момент пересечения плоскости его среза DR_{exp}, и субъективная оценка летчика PR;

по серии экспериментов — частота попадания p в качестве оценки вероятности попадания.

Геометрические размеры имитируемого конуса составляли: внешний диаметр юбки конуса 1,0 м; внутренний диаметр юбки (диаметр конуса) — 0,6 м.

Результаты экспериментов показали (рис. 4), что границе первого уровня качества пилотажных характеристик (PR = 3,5) соответствует частота попадания около 60%, а нижней границе второго уровня качества характеристик (PR = 6,5) соответствует частота попадания примерно 30%. На границе эксплуатационной области (PR = 6,5) наблюдается резкое снижение частоты попаданий (рис. 4). Таким образом, качество пилотажных характеристик по оценкам лётчиков-экспертов достаточно тесно коррелирует с частотой попаданий. Отмечается также высокий уровень корреляции между оценками лётчиков и точностью попадания при контактировании (рис. 5).

Корреляция частоты попаданий p и оценок летчиков PR при имитации ДЗТП на пилотажном стенде ТМ-21. 190 экспериментов

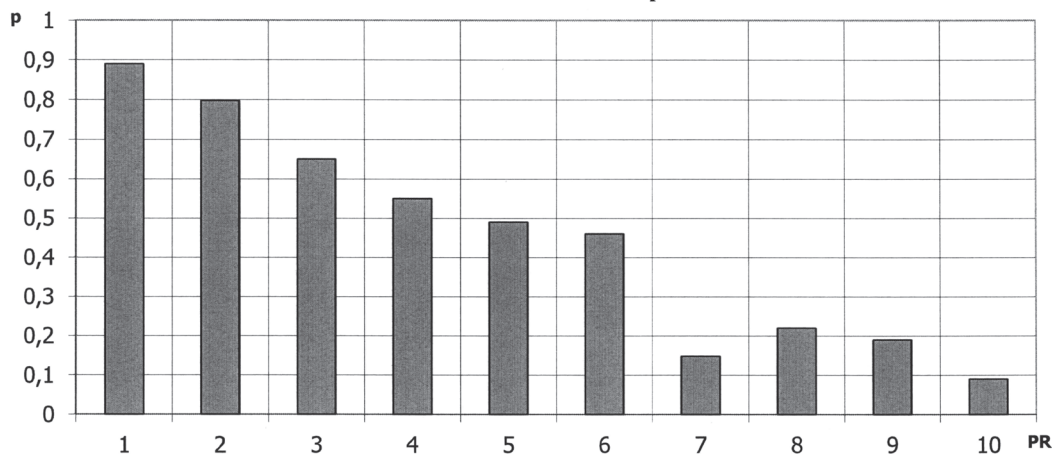


Рис. 4. Соответствие между пилотажными оценками и частотой попаданий в конус при контактированиях

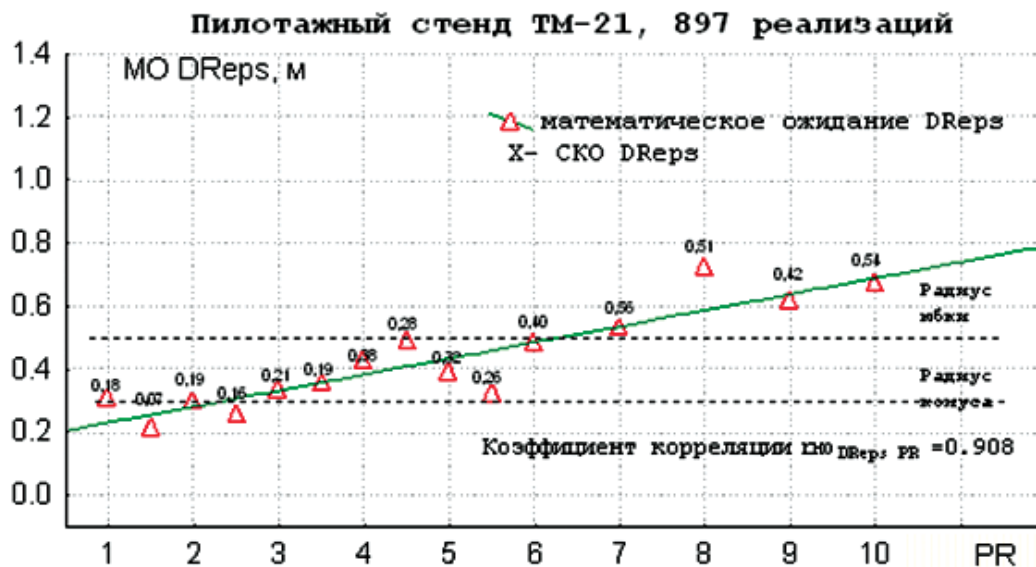


Рис. 5. Корреляция оценок летчиков PR и математического ожидания отклонения при решении задачи «дозаправка топливом в полете»

На рис. 6 представлены распределения точности попадания при контактировании для различных пилотажных оценок PR и уровней характе-

ристик устойчивости и управляемости. Представленные данные позволяют оценить уровень достижимой точности пилотирования, соответствующей заданной вероятности попадания, а также

Гистограмма ошибок при контактированиях для $PR \leq -3.5$ по всем попыткам. Пилотажный стенд ТН-21 МАИ. Количество реализаций 256.



Гистограмма ошибок при контактированиях для $PR \leq -6.5$ по всем попыткам. Пилотажный стенд ТН-21 МАИ. Количество реализаций 717.



Гистограмма ошибок при контактированиях для $3,5 < PR \leq -6,5$ по всем попыткам. Пилотажный стенд ТН-21 МАИ. Количество реализаций 461.



Рис. 6. Точностные характеристики контактирования, соответствующие первому и второму уровням качества характеристик управляемости

общую долю точных попаданий в конус (DReps) при контактировании.

Достижимая точность, соответствующая вероятности попадания $p = 0,8$, составляет для первого уровня качества характеристик устойчивости и управляемости 0,46 м, для второго уровня – 0,59 м. При этом оценки вероятности точного попадания в конус составляют соответственно 0,60 и 0,44.

Эти результаты хорошо согласуются с результатами, представленными на рис. 6. Здесь пересечение средней линии линейной корреляции пилотажных оценок и математических ожиданий величин уклонения с уровнем радиуса конуса и с уровнем радиуса юбки конуса статистически соответствуют пилотажным оценкам PR, определяющим границы первого и второго уровня характеристик устойчивости и управляемости ($PR_{(1)} = 3,5$ и $PR_{(2)} = 6,5$ соответственно).

Экспертные оценки летчиков по совокупности всех экспериментов показывают, что характеристики управляемости находятся за границей предельной области при достижимой точности контактирования, соответствующей оценке вероятности $p = 0,8$ для $DRepse \geq 0,95$ м, и вероятности точного попадания в конус менее 0,33 (рис. 7).

Важен тот факт, что распределения частоты попаданий по пилотажным оценкам, построенные по генеральным совокупностям из 190 и 263, не имеют значимых отличий, т.е. полученные результаты вполне репрезентативны.

Процесс пилотирования на малых дальностях до конуса существенно нестационарен, лётчики, как правило, достаточно сильно изменяют характер движений РУС. С учетом этого получены характеристики точности и относительные частоты повторения величины уклонения штанги от центральной оси конуса, соответствующие различным оценкам лётчиков для дальности 2 м до конуса (рис. 8).

Тем не менее характер изменения вида распределения для различных пилотажных оценок при указанных условиях и условиях контактирования достаточно близок (см. рис. 6, 7, 9).

На рис. 9 представлено распределение уклонений от центра конуса при контакте для наилучших оценок качества характеристик управляемости.

Упрощенная интерпретация полученных результатов такова:

а) гарантированных контактов **не менее двух из трех попыток** (вероятность контакта при двух попытках не менее 0,85...0,9) – **соответствие первому уровню** качества характеристик;

Гистограмма ошибок при контактированиях для $PR > 6.5$ по всем попыткам.

Пилотажный стенд ТМ-21 МАИ. Количество реализаций 180.

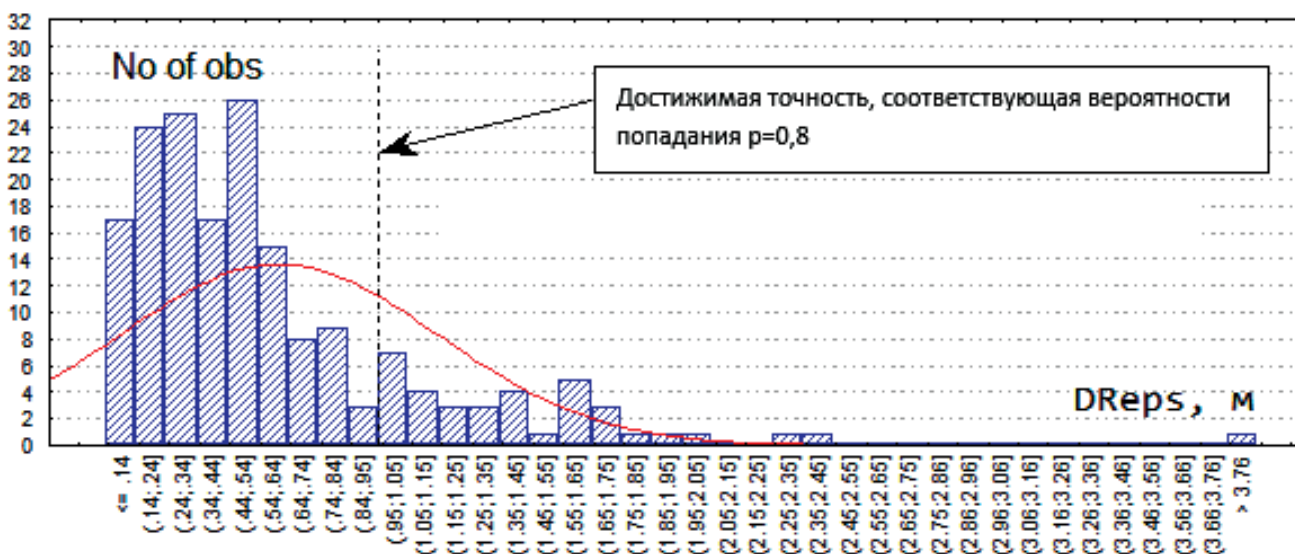


Рис. 7. Точностные характеристики на границе предельной области



Рис. 8. Частоты повторения величины уклонения штанги от центральной оси конуса при различных оценках лётчиков для дальности 2 м

Гистограмма ошибок при контактированиях для PR ≤ 2 по всем попыткам. Пилотажный стенд ТМ-21 МАИ. Количество реализаций 113.

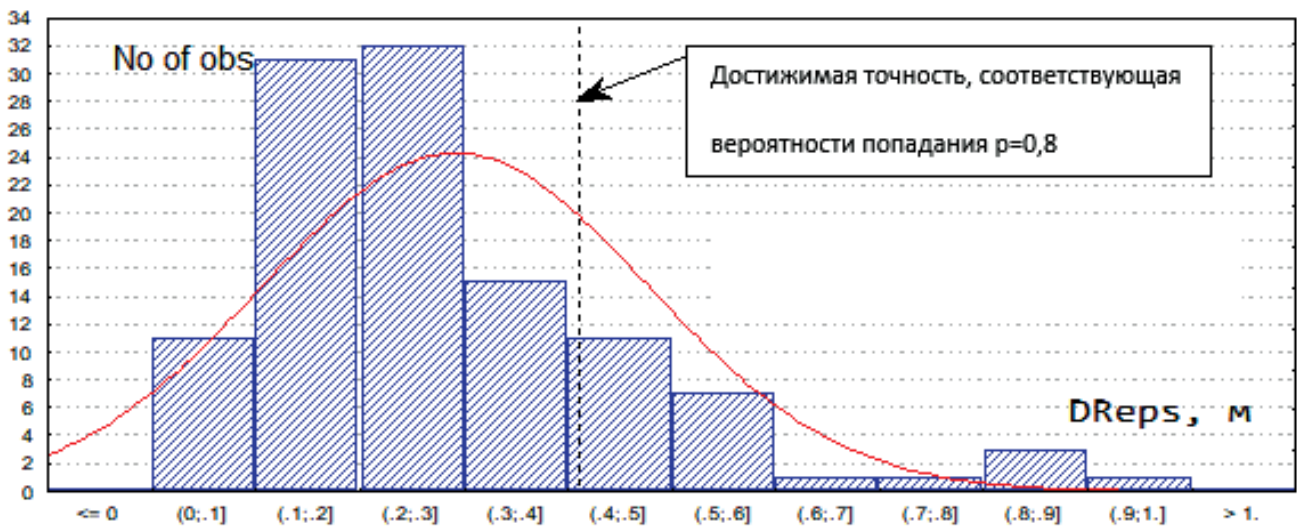


Рис. 9. Распределение уклонений от центра конуса для наилучших оценок качества характеристик управляемости

б) гарантированных контактов **не менее одного из двух попыток** (вероятность контакта при двух попытках не менее 0,7...0,75) – **соответствие второму уровню**;

в) гарантированных контактов **менее одного из трех попыток** (вероятность контакта при двух попытках 0,5 и менее) – **хуже третьего уровня**.

Выводы

Полученные в результате применения натурно-модельного подхода статистические характеристики процесса контактирования при дозаправке в полете целесообразно использовать для формирования нормативных требований к пилотажным характеристикам самолётов на режимах дозаправки топливом в полёте.

Список источников

1. *Чеглаков Д.И.* История исследований в области автоматизации процесса дозаправки топливом в воздухе летательных аппаратов // Новый университет. Серия: Технические науки. 2011. № 4(4). С. 34-47.
2. *Mao W., Eke F.O.* A Survey of the Dynamics and Control of Aircraft During Aerial Refueling // Nonlinear Dynamics and Systems Theory. 2008. Vol. 8. No. 4, pp. 375-388. URL: [https://www.eandst.kiev.ua/v8n4/6\(25\)a.pdf](https://www.eandst.kiev.ua/v8n4/6(25)a.pdf)
3. *Taschner M.J.* A handling Qualities investigational rate command/attitude hold, and attitude command/attitude hold response-types in the probe and drogue air refueling task. Air Force Institute of Technology, 1994. AFIT/GAE/ENY/94M-4.
4. *Hansen J.L., Murray J.E., Campos N.V.* The NASA Dryden AAR Project: A Flight Test Approach to an Aerial Refueling System // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit (16-19 August 2004; Providence, Rhode Island, USA). DOI: 10.2514/6.2004-4939
5. *Thomas P.R., Bhandari U., Bullock S.* et al. Advances in air to air refueling // Progress in Aerospace Sciences. 2014. Vol. 71, pp. 14-35. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.07.001
6. *Чебакова А.А., Ганяк О.И., Ткаченко О.И.* Автоматизация канала управления скоростью при дозаправке самолета в воздухе // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 137-146. DOI: 10.34759/vst-2021-1-137-146
7. *Fravolini M.L., Ficola A., Napolitano M.R., Campa G., Perhinschi M.G.* Development of Modeling and Control Tools for Aerial Refueling For UAVs // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (11-14 August 2003; Austin, Texas, USA). DOI: 10.2514/6.2003-5798
8. *van Dam J.-M., Blondeau J., Erbacher F., Weisel M.H.* Use of advanced video analysis in aerial refuelling operations // U.S. Air Force T&E Days (5-7 February 2008; Los Angeles, California). DOI: 10.2514/6.2008-1650
9. *Зайчик Л.Е., Десятник П.А., Желонкин В.И., Желонкин М.В., Ткаченко О.И., Яшин Ю.П.* Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на моделирование задачи дозаправки самолёта топливом в воздухе // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 86-94.
10. *Тяглик М.С., Ефремов А.В., Тищенко А.Н., Тяглик А.С.* Программное обеспечение стереоскопической системы визуализации для моделирования задачи дозаправки топливом в полете от самолета типа ИЛ-78 («Visual Refueling IL-78»). Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ RU 2019660061. Бюл. № 8, 30.07.2019.
11. *Журавский К.А., Верещиков Д.В., Макаренко В.Н.* О результатах полунатурного моделирования динамики неманевренного самолета при дозаправке топливом в полете // Инновационные технологии в образовательном процессе: Сборник трудов XVIII Всероссийской научно-практической конференции. 2016. С. 90-94.
12. *Анимица О.В., Гайфуллин А.М., Рыжов А.А., Свириденко Ю.Н.* Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете // Труды МФТИ. 2015. Т. 7. № 1(25). С. 3-15.
13. *Кукушкин Л.С., Вышинский В.В.* Моделирование на пилотажном стенде заправки топливом в полёте с учётом турбулентности атмосферы и спутной турбулентности за самолётом-заправщиком // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 2. С. 46-58.
14. *Svoboda C., Ryan G.W.* Predictive Models for Aerial Refueling Simulations. 2000. SAE Doc. No. 2000-11-0039.
15. *Ефремов А.В.* Система самолет—летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. — М.: Изд-во МАИ, 2017. — 196 с.
16. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В.* Летчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. — 331 с.
17. *Верещиков Д.В., Журавский К.А., Костин П.С.* Оценка качества управления движением самолета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 191-205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205
18. *Корсун О.Н., Семенов А.В., Тихонов В.Н.* Натурно-модельная оценка пилотажных качеств самолетов в летных испытаниях // Техника воздушного флота. 2007. Т. 81. № 5-6. С. 26-34.
19. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В.* Методическое обеспечение исследований пилотажных свойств самолетов на пилотажных стендах и тренажерах // Полет. 2001. № 5. С. 1222.
20. *Neal T.P., Smith R.E.* A Flying Qualities Criteria for the design of Fighter flight-control system // Journal of Aircraft. 1971. Vol. 8. No. 10. DOI: 10.2514/3.59174
21. *Efremov A.V.* Development of criteria for prediction of handling qualities of new generation of aircraft. — Technical report on research, MSAI. Aeronautical school Pilot-vehicle lab, Moscow, 1997.

References

1. Cheglakov D.I. *Novyi universitet. Seriya: Tekhnicheskie nauki*, 2011, no. 4(4), pp. 34-47.
2. Mao W., Eke F.O. A Survey of the Dynamics and Control of Aircraft During Aerial Refueling. *Nonlinear Dynamics and Systems Theory*, 2008, vol. 8, no. 4, pp. 375-388. URL: [https://www.e-ndst.kiev.ua/v8n4/6\(25\)a.pdf](https://www.e-ndst.kiev.ua/v8n4/6(25)a.pdf)
3. Taschner M.J. *A handling Qualities investigational rate command/attitude hold, and attitude command/attitude hold response-types in the probe and drogue air refueling task*. Air Force Institute of Technology, 1994. AFIT/GAE/ENY/94M-4.
4. Hansen J.L., Murray J.E., Campos N.V. The NASA Dryden AAR Project: A Flight Test Approach to an Aerial Refueling System. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit (16-19 August 2004; Providence, Rhode Island, USA)*. DOI: 10.2514/6.2004-4939
5. Thomas P.R., Bhandari U., Bullock S. et al. Advances in air to air refueling. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, vol. 71, pp. 14-35. DOI: 10.1016/j.paerosci.2014.07.001
6. Chebakova A.A., Ganyak O.I., Tkachenko O.I. Speed control channel automation while aircraft aerial refueling. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 1, pp. 137-146. DOI: 10.34759/vst-2021-1-137-146
7. Fravolini M.L., Ficola A., Napolitano M.R., Campa G. and Perhinschi M.G. Development of Modeling and Control Tools for Aerial Refueling For UAVs. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit (11-14 August 2003; Austin, Texas, USA)*. DOI: 10.2514/6.2003-5798
8. van Dam J.-M., Blondeau J., Erbacher F., Weisel M.H. Use of advanced video analysis in aerial refuelling operations. *U.S. Air Force T&E Days (5-7 February 2008; Los Angeles, California)*. DOI: 10.2514/6.2008-1650
9. Zaichik L.E., Desyatnik P.A., Zhelonkin V.I., Zhelonkin M.V., Tkachenko O.I., Yashin Y.P. Mobility effect of flight simulator cabin on aircraft in-flight refueling problem modeling. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 86-94.
10. Tyaglik M.S., Efremov A.V., Tishchenko A.N., Tyaglik A.S. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM RU 2019660061*, 30.07.2019.
11. Zhuravskii K.A., Vereshchikov D.V., Makarenko V.N. *Materialy XVIII Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Innovatsionnye tekhnologii v obrazovatel'nom protsesse"*, 2016, pp. 90-94.
12. Animitsa O.V., Gaifullin A.M., Ryzhov A.A., Sviridenko Yu.N. *Trudy MFTI*, 2015, vol. 7, no. 1(25), pp. 3-15.
13. Kukushkin L.S., Vyshinskii V.V. *Trudy MFTI*, 2013, vol. 5, no. 2, pp. 46-58.
14. Svoboda C. and Ryan G.W. *Predictive Models for Aerial Refueling Simulations*. 2000. SAE Doc. No. 2000-11-0039.
15. Efremov A.V. *Sistema samolet—letchik. Zakonomernosti i matematicheskie modeli povedeniya letchika (Airplane—pilot system. Regularities and mathematical models of pilot behavior)*, Moscow, MAI, 2017, 196 p.
16. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V. *Letchik kak dinamicheskaya sistema (Pilot as a dynamic system)*, Moscow, Mashinostroenie, 1992, 331 p.
17. Vereshchikov D.V., Zhuravskii K.A., Kostin P.S. Motion control quality assessment of maneuverable aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 191-205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205
18. Korsun O.N., Semenov A.V., Tikhonov V.N. *Tekhnika vozdushnogo flota*, 2007, vol. 81, no. 5-6, pp. 26-34.
19. Efremov A.V., Ogloblin A.V. *Polet*, 2001, no. 5, pp. 12-22.
20. Neal T.P., Smith R.E. A Flying Qualities Criteria for the design of Fighter flight-control system. *Journal of Aircraft*, 1971, vol. 8, no. 10. DOI: 10.2514/3.59174
21. Efremov A.V. *Development of criteria for prediction of handling qualities of new generation of aircraft*. Technical report on research, MSAI. Aeronautical school Pilot-vehicle lab, Moscow, 1997.

Статья поступила в редакцию 19.10.2021; одобрена после рецензирования 27.10.2021; принята к публикации 27.10.2021.

The article was submitted on 19.10.2021; approved after reviewing on 27.10.2021; accepted for publication on 27.10.2021.